

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

In re Application of:)	
)	
Masatsugu ISHIBA)	Group Art Unit: Not Assigned
)	
Application No.: Not Assigned)	Examiner: Not Assigned
)	
Filed: March 29, 2004)	
)	
For: VERTICAL TAKEOFF AND)	
LANDING APPARATUS)	
)	
Commissioner for Patents		
P.O. Box 1450		
Alexandria, VA 22313-1450		

CLAIM FOR PRIORITY

Sir:


Under the provisions of Section 119 of 35 U.S.C., Applicant hereby claims the benefit of the filing date of Japanese Patent Application Number 2003-099540, filed April 2, 2003, for the above-identified United States Patent Application.

In support of Applicant's claim for priority, a certified copy of the priority application is filed herewith.

Respectfully submitted,

FINNEGAN, HENDERSON, FARABOW,
GARRETT & DUNNER, L.L.P.

Dated: March 29, 2004

By: 
James W. Edmondson
Reg. No. 33,871

0pC-4009

日 本 国 特 許 庁
JAPAN PATENT OFFICE

別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office.

出 願 年 月 日 2 0 0 3 年 4 月 2 日
Date of Application:

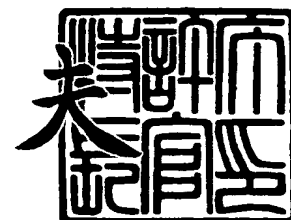
出 願 番 号 特 願 2 0 0 3 - 0 9 9 5 4 0
Application Number:
[ST. 10/C]: [J P 2 0 0 3 - 0 9 9 5 4 0]

出 願 人 トヨタ自動車株式会社
Applicant(s):

2 0 0 4 年 1 月 2 9 日

特許庁長官
Commissioner,
Japan Patent Office

今 井 康



出証番号 出証特 2 0 0 4 - 3 0 0 4 2 7 2

【書類名】 特許願

【整理番号】 02-08553Z

【提出日】 平成15年 4月 2日

【あて先】 特許庁長官殿

【国際特許分類】 B64C 39/00

【発明の名称】 垂直離着陸装置

【請求項の数】 9

【発明者】

 【住所又は居所】 愛知県豊田市トヨタ町 1 番地 トヨタ自動車株式会社内

 【氏名】 石場 政次

【特許出願人】

 【識別番号】 000003207

 【氏名又は名称】 トヨタ自動車株式会社

【代理人】

 【識別番号】 100100549

 【弁理士】

 【氏名又は名称】 川口 嘉之

【選任した代理人】

 【識別番号】 100090516

 【弁理士】

 【氏名又は名称】 松倉 秀実

【選任した代理人】

 【識別番号】 100098268

 【弁理士】

 【氏名又は名称】 永田 豊

 【連絡先】 0 3 - 3 6 6 9 - 6 5 7 1

【選任した代理人】

【識別番号】 100085006

【弁理士】

【氏名又は名称】 世良 和信

【選任した代理人】

【識別番号】 100089244

【弁理士】

【氏名又は名称】 遠山 勉

【手数料の表示】

【予納台帳番号】 192372

【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

【物件名】 明細書 1

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【プルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 垂直離着陸装置

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 鉛直上方向に推力を発生する推進機を有するとともに、この推進機を囲む側壁面を備えた機体と、この側壁面に設けた複数の空気吸入口と、この空気吸入口と推進機を連結したダクト部と、前記各々の空気吸入口に設けられて流入する空気量を調整するシャッター部と、このシャッター部の開度を調整する制御部と、を備え、

操縦者が制御部に指令を与えることにより任意の方向に機体を移動可能としたことを特徴とする垂直離着陸装置。

【請求項 2】 鉛直上方向に推力を発生する推進機を有するとともにこの推進機を囲む側壁面を備えた機体と、この側壁面に設けた複数の空気吸入口と、これらの空気吸入口と推進機を連結したダクト部と、前記各々の空気吸入口に設けられた断面翼型のプレートと、このプレートの両端で任意の迎角により支持する支持部と、プレートの両端を駆動して迎角及び傾斜角度を個別に可変させるアクチュエータと、これらアクチュエータの作動量を調整する制御部と、を備え、

操縦者が制御部に指令を与えることにより任意の方向に機体を移動可能としたことを特徴とする垂直離着陸装置。

【請求項 3】 前記機体の上面側に操縦者を取り巻く環状の収納体を立設し、この収納体内にエアバッグを収納するとともに、加速度センサ及びガス発生器を備え、

機体に与えられた衝撃または手動でガス発生器からのガスをエアバッグに供給してエアバッグを膨張させて操縦者を保護することを特徴とする請求項 1 または 2 に記載の垂直離着陸装置。

【請求項 4】 前記機体の下面側に着陸用エアバッグ、加速度センサ及びガス発生器を備え、

機体に与えられた衝撃または手動でガス発生器からのガスを着陸用エアバッグに供給して着陸用エアバッグを膨張させ操縦者を保護することを特徴とする請求項 1 から 3 のいずれかに記載の垂直離着陸装置。

【請求項 5】 前記機体に燃料タンクを備えており、この燃料タンクを少なくとも 3 点以上で保持位置を可変可能に支持するとともに、計量機能を有する可変支持部を備え、

この可変支持部は、制御部からの指令により作動して燃料タンクを任意の角度に保持し、燃料を燃料タンク内の特定の位置に誘導して燃料供給を促進させることを特徴とする請求項 1 から 4 のいずれかに記載の垂直離着陸装置。

【請求項 6】 機体の下面に車輪を設けて機体を走行可能に支持するとともに、この車輪にタービンを接続する一方、前記推進機が高圧ガスを発生する形式のエンジンであり、この推進機からの高圧ガスを前記タービンに供給するガス分配装置を備え、地上走行と浮上のいずれをも可能なことを特徴とする請求項 1 から 5 のいずれかに記載の垂直離着陸装置。

【請求項 7】 機体に、機体の下方及び側面方向のいずれの方向にも延出可能に保持した車輪を設け、機体を垂直壁面に接近させて浮上させる場合において、車輪を機体の側面方向に延出して垂直壁面に当接させた状態で機体を上昇下降させることを特徴とする請求項 1 から 6 のいずれかに記載の垂直離着陸装置。

【請求項 8】 前記推進機は、燃料電池で駆動されるモーター、外部から供給される高圧ガス、内燃機関、ジェットエンジン、ターボファンエンジン、ジェットエンジンから得られる抽気高圧ガス、及びデトネーションパルスエンジンから選ばれる少なくとも一つであることを特徴とする請求項 1 から 7 のいずれかに記載の垂直離着陸装置。

【請求項 9】 前記推進機は、複数個の系統を有し、それぞれ系統の吸入及び噴射系統が 1 つに統合されており、特定の系統が停止しても全体の推力に不均衡が生じないことを特徴とする請求項 1 から 8 のいずれかに記載の垂直離着陸装置。

【発明の詳細な説明】

【0 0 0 1】

【発明の属する技術分野】

本発明は垂直離着陸装置に関し、特に数名が搭乗可能な小型のものに関する。

【0 0 0 2】

【従来の技術】

災害現場等で人が近づくには危険を伴う場所については、例えば特許文献 1 に記載されているような無人飛翔体を使用して探査を行うことが可能である。このような飛翔体は回転翼を有し、水平移動、昇降、ヨー方向の回転といった動きができる。したがって、必要に応じてこのような飛翔体を飛ばして、種々の情報収集を行うことが考えられる。

【0 0 0 3】

しかし、このような場合でも実際に人が現地に行かないと細やかな対応ができない場合もあり、かかる場合の有人飛行に使用できる安全で操作性のよい小型の飛翔装置の開発が望まれている。

【0 0 0 4】

一方、一人乗り用の垂直離着陸装置については、ロサンゼルスオリンピックのデモンストレーションで使用されたロケットベルトや、レシプロエンジンを使用したミレニアムジェット（商品名：ソロトレック）などが知られている。

【0 0 0 5】

これらの装置は一般の機体とは異なり、人体に装着するような形態である。すなわち、ロケットベルトは背負い型の小型装置であり、左右からロケット噴射ノズルのようなパイプが露出している。このノズルから過酸化水素を酸化させることによって得た高圧ガスを噴射して飛行する構造となっている。

【0 0 0 6】

ミレニアムジェットは上述したものよりも大型で、車輪などの離着陸装置が設けられ、操縦者は縦長の機体の内部に嵌まり込むように搭乗する構造となっている。そして、操縦者の頭部の上方左右に比較的大型のプロペラを配置し、これをレシプロエンジンで駆動することによって飛行する。この形式ではレシプロエンジンを使用しているため燃費が良好で、2 時間程度の飛行ができるようになっている。

【0 0 0 7】

また、この他の形式として米国ベル社で開発された円盤型の装置（型式名 V Z - 1）がある。これはプロペラ推進器を内蔵した薄い円柱状の機体本体の上に操

縦者が搭乗するようになっている。

【 0 0 0 8 】

以上述べたような一人乗りの垂直離着陸装置は、飛行機やヘリコプターのような自立安定性がないため、常に姿勢制御を行わなければ飛行姿勢が大きく崩れて、最悪の場合は墜落の虞れがある。

【 0 0 0 9 】

このため従来は、飛行姿勢を保持するために、操縦者が自ら動くことで重心位置を変化させていた。すなわち、空中に静止するためには、機体が傾いた方向とは逆の側に体重を移して傾きを補正し、また、任意に方向へ行きたい場合はその方向へ体重を移動するという方法で操縦を行っていた。

【 0 0 1 0 】

しかし、体重を移動する方法では応答性が極めて低いため、細かな姿勢制御を行うことは不可能であり、また、体重を移動する最中には反作用が発生するため機体は本来制御すべき方向と逆の方向へ一瞬動くといった特性が生じてしまう。このように、体重移動による操縦は実用性に乏しく改善が望まれている。

【 0 0 1 1 】

【特許文献 1】

特開平 1 1 - 1 1 5 8 9 6 号公報

【 0 0 1 2 】

【発明が解決しようとする課題】

有人用の従来装置では、次のような問題を解決する必要がある。

【 0 0 1 3 】

第 1 に、不時着などの際に搭乗者を保護する手段が設けられていないため、小さな事故でも搭乗者の負傷の虞れを解消することが必要である。

【 0 0 1 4 】

第 2 に、プロペラ後流や空気吸い込み口が操縦者に直接向いている構造となっているため、飛行中は極めて強い風が操縦者に当たることになる。このため、気温が低い場合などでは操縦者の体温を急速に奪うことになり、時には凍傷などを引き起こす原因となるので、このような事態を改善することが必要である。

【0015】

第3に、燃料タンクが機体に固定されているので、機体の傾きによって燃料も移動し、供給不良が生じたり燃料タンク内に燃料が残存してしまう場合があるが、小型の飛翔体は飛行時間に制約があるので燃料管理が重要である。

【0016】

第4に、建物の近くでホバリングするような場合、機体自体の不安定要因や横風等の影響を受け、建物と接触したり必要以上に離れてしまう。これは、高層ビルの火災救援活動などにおいては深刻な問題であり改善が求められる。

【0017】

本発明はかかる従来の問題点を解決するためになされたもので、機体の操縦性や姿勢安定性に優れ、事故の衝撃から操縦者を保護する機能を有し、また、燃料の供給不良や使われない燃料が残存してしまう虞れがなく、さらに、建物の近くでホバリングするような場合でも安定した飛行が可能な垂直離着陸装置を提供することを課題とする。

【0018】

【課題を解決するための手段】

本発明の垂直離着陸装置は、前述した技術的課題を解決するために以下のように構成されている。

【0019】

鉛直上方向に推力を発生する推進機を有するとともに、この推進機を囲む側壁面を備えた機体と、この側壁面に設けた複数の空気吸入口と、この空気吸入口と推進機を連結したダクト部と、前記各々の空気吸入口に設けられて流入する空気量を調整するシャッター部と、このシャッター部の開度を調整する制御部と、を備え、

操縦者が制御部に指令を与えることにより任意の方向に機体を移動可能としたことを特徴とする。

【0020】

この発明では、推進機を作動させることで機体が浮上する。そして浮上状態においてその進行方向を変える場合には、進行したい方向にあるシャッター部の開

度を大きくする。

【 0 0 2 1 】

第 2 の発明では、鉛直上方向に推力を発生する推進機を有するとともにこの推進機を囲む側壁面を備えた機体と、この側壁面に設けた複数の空気吸入口と、これらの空気吸入口と推進機を連結したダクト部と、前記各々の空気吸入口に設けられた断面翼型のプレートと、このプレートの両端で任意の迎角により支持する支持部と、プレートの両端を駆動して迎角及び傾斜角度を個別に可変させるアクチュエータと、これらアクチュエータの作動量を調整する制御部と、を備え、

操縦者が制御部に指令を与えることにより任意の方向に機体を移動可能としたことを特徴とする。

【 0 0 2 2 】

第 2 の発明では、プレートの周囲を通過する吸入空気によってプレートに揚力を発生させ、この揚力によって機体を任意の方向に移動させることができる。

【 0 0 2 3 】

第 1 及び第 2 の発明では、前記機体の上面側に操縦者を取り巻く環状の収納体を立設し、この収納体内にエアバッグを収納するとともに、加速度センサ及びガス発生器を備え、機体に与えられた衝撃または手動でガス発生器からのガスをエアバッグに供給してエアバッグを膨張させて操縦者を保護するように構成することができる。

【 0 0 2 4 】

この場合、ガス発生器は推進機から得られる抽気ガスでもよいし、火薬による高圧ガスでもよい。

【 0 0 2 5 】

前記機体の下面側に着陸用エアバッグ、加速度センサ及びガス発生器を備え、自動または手動でガス発生器からのガスを着陸用エアバッグに供給して着陸用エアバッグを膨張させ、機体に与えられた衝撃から機体及び操縦者を保護することが好適である。

【 0 0 2 6 】

前記機体に燃料タンクを備えており、この燃料タンクを少なくとも 3 点以上で

保持位置可変可能に支持するとともに計量機能を有する可変支持部を備え、この可変支持部は制御部からの指令により動作して燃料タンクを任意の角度に保持し、燃料を燃料タンク内の特定の位置に誘導して燃料供給を確保するとともに、燃料の残量を計測できるようにすることが好ましい。

【0027】

この構成では燃料を完全に使い切ることができるとともに、燃料の残量も正確にわかるため飛行管理が容易となる。

【0028】

前記機体の下面に車輪を設けて機体を走行可能に支持するとともに、この車輪にタービンを接続する一方、前記推進機が高圧ガスを発生する形式のエンジンであり、この推進機からの高圧ガスを前記タービンに供給するガス分配装置を備えることで、地上走行と浮上のいずれをも可能に構成することができる。

【0029】

このようにすれば、地上走行も可能となるため、移動範囲が広がり特に災害救助などに適するものとなる。

【0030】

前記機体に、機体の下方及び側面方向のいずれの方向にも延出可能に保持した車輪を設け、機体を垂直壁面に接近させて浮上させる場合において、車輪を機体の側面方向に延出して垂直壁面に当接させた状態で機体を上昇下降させることが好適である。

【0031】

この構成では、主にビル火災などの高層ビル災害に際して、機体を安定させる効果が高くなる。

【0032】

前記推進機は、燃料電池で駆動されるモーター、外部から供給される高圧ガス、内燃機関、ジェットエンジン、ターボファンエンジン、ジェットエンジンから得られる抽気高圧ガス、及びデトネーションパルスエンジンから選ばれる少なくとも一つとすることが可能である。

【0033】

前記推進機は、複数個の系統を有し、それぞれ系統の吸入及び噴射系統が1つに統合されており、特定の系統が停止しても全体の推力に不均衡が生じないようにすることができる。

【0034】

特に、万一、外部からの高圧ガスの駆動源が停止し、又は垂直離着陸装置に内蔵された駆動源が停止した場合を想定し、駆動装置と駆動源の間に高圧ガスタンクを設置し、このような緊急時には、前記駆動装置へ高圧ガスの供給を可能にすることが考えられる。

【0035】

前記空気吸入口は、異物の吸入を防止する網体によって覆われていることが望ましく、このようにすれば、異物の吸入による動作不良等の事故を未然に防止することができる。

【0036】

本発明の人運搬機能を有する飛翔装置は、操縦性や姿勢安定性に優れ、操縦者の保護機能を備え、また、ホバリングするような場合でも安定した飛行が可能である。

【0037】

【発明の実施の形態】

以下、本発明の垂直離着陸装置を図1から図47に示される実施形態について更に詳細に説明する。

〔実施形態1〕

実施形態1を図1から図15を参照しつつ説明する。

【0038】

この垂直離着陸装置は一人乗りであり、機体1は略円盤状に形成されている。機体1の上面1aは平面であり、操縦者30は上面1aに立って操縦するようになっている。機体1の上面1aには複数のポール32が立設されており、これらポール32の先端には輪状に形成した保護リング31が取り付けられている。この保護リング31は操縦者30の保護と落下防止のために設けられる。

【0039】

機体 1 の内部中央には、鉛直上方向に推力 F を発生させる推進機 2 が設けられている。この推進機 2 は外部から原動力を導入する形式と内部にエンジンを備えるいずれの方式も採用できる。この実施形態 1 ではメインタービン 33 とプロペラ 34 とをシャフト 34a で連結した構造になっており外部から高圧ガス 35 を供給することでメインタービン 33 を回し、プロペラ 34 を回転させることで推力 F を発生するようになっている。

【0040】

外部からの高圧ガス 35 は、例えば、図示しない次のような装置によって提供される。

【0041】

この装置は、過酸化水素タンクと、これに接続した加圧用ガスタンクと、過酸化水素タンクに接続された触媒を備えている。加圧用ガスタンクには窒素が充填されており、この窒素は過酸化水素タンク内の過酸化水素を加圧して、これを触媒に圧送する。ここでは触媒としては、サマリウム銀が用いられる。

【0042】

過酸化水素と触媒との反応によって高圧ガス 35 が発生するので、これをメインタービン 33 に送り、プロペラ 34 を回転させる。

【0043】

一方、機体 1 の側壁面 3 には空気吸入口 4 が設けられている。この空気吸入口 4 は 360 度にわたり開口しているが、ここでは 4 つに等分割されている。個々の空気吸入口 4 には、図 2 に示すように流入する空気量を調整するシャッター部 6 が設けられている。このシャッター部 6 は側壁面 3 に沿うように湾曲した板状体であり、空気吸入口 4 の中央で左右 2 枚に分割して形成されている。機体 1 の内部に設けられた駆動モーター 6c によって個々のシャッター 6a、6b を、それぞれ矢示 J1、J2 方向にスライドさせて空気吸入口 4 開口させ、反対方向に移動させてこれを閉めることができるようになっている。

【0044】

このシャッター部 6 は 90 度の各度差を以て全部で 4 組設けられており、それぞれ個別に開閉制御できるよう構成されている。

【0045】

空気吸入口 4 と前記プロペラ 34 とは、側方から下方に向けて湾曲して空気抵抗が少なくなるように形成されたダクト部 5 により連結されている。これにより、図 1 のように矢示 G 方向の気流を発生させ、推力 F を得るようになっている。

【0046】

前記シャッター部 6 の駆動モーター 6c は、制御部 7 でコントロールされるようになっており、状況に応じてシャッター部 6 の開度が調整される。制御部 7 は、図 15 に示すように操縦者 30 が操作する操縦桿 7a、コンピュータを主要要素とする中央制御装置 7b、中央制御装置 7b で制御される電力制御部 7d、から構成されている。電力制御部 7d は駆動モーター 6c を制御することで個々のシャッター部 6 を制御して機体の姿勢を制御する。電力制御部 7d はさらに推進機 2 も制御してホバリング時などの微妙な出力制御を行うようになっている。中央制御装置 7b にはレーザージャイロなどからなる XYZ 軸方向のジャイロセンサの出力が入力される。これにより、横風などの外乱があった場合でも、特に操縦者 30 が操作することなく機体の姿勢が維持できるようになっている。

【0047】

なお、前記推進機 2 の形式としては単プロペラその他、4 つのプロペラ 100 を配置したマルチファン方式（図 4）、二重反転プロペラ 101 でプロペラ反力を相殺した二重反転型（図 5）、さらにプロペラ 102 自体の軸方向を任意に変化させるジンバル方式（図 6）、及びこれらの複合形式を採用することが可能である。

【0048】

以上の構成において、機体 1 の動作につき図 7 から図 14 にしたがって説明する。

【0049】

図 7 は、図中の矢示の方向に前進する場合を示し、図 8 のように進行方向に位置するシャッター部 6-1 とこれに直交する 2 つのシャッター部 6-2 のみを開くことで、機体 1 の空気吸入口 4 からの空気吸入バランスを意図的に崩し、矢示 A 方向に前進することができる。

【0050】

図9は、図中の矢示の方向に後退する場合を示し、図10のように進行方向のシャッター部6-3とこれに直交する2つのシャッター部6-2を開くことで、空気吸入バランスを意図的に崩し、矢示B方向に後退させることができる。

【0051】

図11は矢示Cの方向に右移動させる場合を示し、図12のように図において左方向のシャッター部6-2Lとこれに直交する2つのシャッター部6-1及び6-3を開くことで、空気吸入バランスを意図的に崩し、矢示C方向に右移動させることができる。

【0052】

図13は矢示Dの方向に左移動させる場合を示し、図14のように左方向のシャッター部6-2Dとこれに直交する2つのシャッター部6-1及び6-3をそれぞれ開くことで、同様に矢示D方向に左移動させることができる。

【0053】

なお、図4に示すように前記推進機2を複数個の系統で構成した場合には、特定の系統が停止しても、推力は減るものの推力バランスに不均衡は生じないため、安全に着陸することが可能である。また、前記空気吸入口4を網体21で覆い、異物の吸入を防止することで所定以上の大きさの、例えば、鳥やその他の空中浮遊物を吸い込むなどの事故を未然に防止することができる。

[実施形態2]

実施形態2について、図16から図28を参照して説明する。なお、前記実施形態1と同一部分には同一の符号を付してその説明を省略する。

【0054】

この実施形態では、前記シャッター部6に替えて前記各々の空気吸入口4に断面翼型のプレート8を設けたものである。このプレート8はクラークY型などの非対称翼が好適であり、このプレート8の両端において支持部9が軸止され、任意の迎角により支持できるようになっている。すなわち、支持部9は自在ピボットとなっており、プレート8は、その両端に接続されたアクチュエータ10の伸縮によって、プレート8の迎角及び傾斜角度を個別に可変できるようになってい

る。

【0055】

これらアクチュエータ10は、制御部7によってその作動量及び作動方向が調整可能であり、プレート8の迎角を大きくするとプレート8の揚力Kが増し、プレート8の迎角を小さくするとプレート8の揚力Kが小さくなる。

【0056】

すなわち、図17に示すように、操縦者30から見て後ろに位置するプレート8の迎角を高くすると操縦者30から見て後方の揚力が増大し、機体1は前進する。また、図19に示すように、操縦者30から見て前方に位置するプレート8の迎角を高くすると操縦者30から見て前方の揚力が増大し、機体1は後退する。そして、前後のプレート8の迎角を同一にすると機体はホバリングする。

【0057】

同様に、図20に示すように、操縦者30から見て左に位置するプレート8の迎角を高くすると操縦者30から見て左の揚力が増大し、機体1は左へ移動する。また、図21に示すように、操縦者30から見て右に位置するプレート8の迎角を高くすると操縦者30から見て右の揚力が増大し、機体1は右に移動する。そして、左右のプレート8の迎角を同一にすると機体はホバリングする。

【0058】

このような操作を組み合わせることで、機体1を任意の方向へ移動させることができるようになっている。

【0059】

さらに機体1を右旋回させる場合には、通常は図23のように水平となっているプレート8について、図24に示すように左右のアクチュエータ10を別々に作動させることで右側が左側より上方となるよう傾斜を生じさせる。図23は、空気吸入口4を正面から見た図である。これによって、揚力Kに角度が生じて、図25に示すように機体1は矢示M方向に右旋回を始める。機体1を左旋回させる場合には、通常は、図26のように水平となっているプレート8を図27のように左右のアクチュエータ10を別々に作動させることで左が上方となるよう傾斜をつける。これによって、揚力Kに角度がつき図28に示すように機体1は矢

示し方向に左旋回を始める。

〔実施形態 3〕

実施形態 3 について、図 29 から図 34 を参照して説明する。なお、前記実施形態と同一部分には同一の符号を付してその説明を省略する。

【0060】

この実施形態は操縦者 30 を保護するための構造に関するもので、前記保護リング 31 の外側、機体 1 の外側面、及び機体 1 の下面に設けた脚部 40 の先端に夫々エアバッグ 12、12a、及び 15 を取り付けたものである。

【0061】

前記保護リング 31 の外側には、操縦者 30 を取り巻く環状の収納体 11 が取り付けられている。この収納体 11 は、図 31 及び図 33 に示すように断面半円状のカバーとなっており、内部にエアバッグ 12 が収納されている。図 30 及び図 31 には、エアバッグ 12 が収納された状態、すなわち膨張していない状態が示されている。図 32 及び図 33 では、エアバッグ 12 が膨張した状態を示す。このエアバッグ 12 は二つ以上に分割して形成したものであってもよい。

【0062】

機体 1 には、加速度センサ 13、速度センサ 13a、及び接近センサ 13b が設けられ、これら各センサの出力は前記制御部 7 に入力されている。

【0063】

一方、機体 1 にはガス発生器 14 としての高圧タンクが設けられ、ソレノイドバルブ 14a を介して、各エアバッグ 12、12a、及び 15 に接続されている。各エアバッグ 12、12a、15 内には圧力センサ 14b が設けられている。

【0064】

ここで、制御部 7 が加速度センサ 13、速度センサ 13a、及び接近センサ 13b からの各信号から機体の姿勢や、降下率が危険な状態になったと判断した場合、制御部 7 はソレノイドバルブ 14a を解放して高圧タンクの圧力を各エアバッグ 12、12a、15 に供給する。これにより、各エアバッグ 12、12a、15 は瞬時に膨らみ（図 32、図 33）、不時着時の衝撃を緩和する。エアバッグが開く際には、収納体 11 も自動的に開くようになっている。また、エアバ

グ 12、12a、15内の圧力センサ 14bは、圧力不足の際にそれを感知し、さらに高圧ガスが追加供給されるようになっている。このようにすれば、エアバッグ内の内圧が一定に保持されるので、海面等に不時着した場合でも、不時着時の衝撃吸収後に再びエアバッグが膨らみ、機体 1 を海面に浮かせておくことができる。

[実施形態 4]

脚部 40の先端に設けた前記エアバッグ 15を、大容量の着陸専用エアバッグとすれば、着陸時に生じる機体 1 及び操縦者 30への緩衝性能が向上し、図 34に示すようなエアバッグを持たない機体 1 に比較して、機体 1 及び操縦者 30に与えるダメージを大幅に減じることができる。

[実施形態 5]

実施形態 5について、図 36から図 40を参照して説明する。なお、前記実施形態と同一部分には同一の符号を付してその説明を省略する。

【0065】

この実施形態は燃料の有効利用と、燃料供給の安定を図るようにしたものでありエンジン内蔵の自立型装置に適するものである。

【0066】

機体 1内に設けられる燃料タンク 16は、4個所の可変支持部 17によって上面 1aの裏面に垂下するように取り付けられている。可変支持部 17は燃料タンク 16を保持位置を可変可能に支持するとともに計量機能を有している。

【0067】

すなわち、機体 1側にモーター 50が固定されており、このモーター 50から螺桿 52が伸出させてある。この螺桿 52には雌型 53を螺合してあり、この雌型 53は接続部 54を介して燃料タンク 16に固定されている。

【0068】

一方、螺桿 52にはロータリーエンコーダー 51が設けられ、モーター 50が回転することによって螺桿 52とともに回転するようになっている。ロータリーエンコーダー 51を挟むようにフォトインタラプタ 55が設けられ、このフォトインタラプタ 55からはエンコーダー出力端子 57が延出されて、制御部 7に入

力されるようになっている。モーター 50 には計量センサ（図示せず）が設けられ、計量センサ出力端子 56 が出ている。この計量センサ出力端子 56 からの信号は制御部 7 に入力される。さらに、モーター 50 からは電源端子 58 が延出し、電源 60 に接続されている。

【0069】

前記した構成において、モーター 50 を回転させると螺桿 52 が雌型 53 中を直線移動し、矢示の方向に伸縮する（図 36、図 37）。したがって、4 カ所で支持されている燃料タンク 16 は、図 39 及び図 40 に示すように任意の角度に傾斜させることができ、燃料タンク 16 に取り付けられた燃料パイプ 61 が設けられた側に内部の燃料を移動させることができる。

【0070】

この構成では燃料を燃料タンク 16 内に残存させずに、完全に使い切ることができる。このような飛翔装置では、飛行時間に制約があるため燃料の管理及び有効利用がきわめて重要であるが、上記の構成によって燃料の残量が正確に把握できるため、飛行管理が容易となる。

[実施形態 6]

実施形態 6 について、図 41 から図 44 を参照して説明する。なお、前記実施形態と同一部分には同一の符号を付してその説明を省略する。

【0071】

この実施形態は機体 1 を地上でも走行可能としたものである。

【0072】

機体 1 の下面に設けられた脚部 40 の先端に車輪 18 が設けられ、機体 1 を走行可能に支持してある。この車輪 18 の内側にはタービン 19 が接続されている。このタービン 19 は、図 43 に示すように、リング状に形成したタービン 19 の本体の表裏面にそれぞれ異なった方向で第 1 フィン 62、及び第 2 フィン 63 が形成されている。

【0073】

本実施形態における推進機 2 は、高圧ガスを発生する形式のジェットエンジンであり、この推進機 2 からの高圧ガスを前記タービン 19 に供給するガス分配装

置 20 を備えている。このガス分配装置 20 は高圧パイプ 64 を介して車輪 18 内のノズル 65 に導入されている。このノズル 65 からは 2 系統の噴射部 66、67 が設けられており、それぞれフィン 62、63 に向けられている。2 系統の噴射部 66、67 は噴射量を個別に調整することができるので、図 42 に示すように噴射部 66、67 の噴射量を調整することでタービン 19 を正逆いずれの方向にも回転させることが可能である。

【0074】

すなわち、噴射部 67 のみからガスを噴射した場合はガスは方向 68 へ流れタービン 19 は矢示 P 方向に回転する。一方、噴射部 66 のみからガスを噴射した場合はガスは方向 69 へ流れタービン 19 は矢示 P 方向とは反対の方向に回転する。

【0075】

このように車輪 18 をいずれの方向にも回転させることができるとともに、地上走行と浮上のいずれをも可能としたので、機体 1 は、飛行及び走行が可能なものとなり稼働範囲が拡大する。

[実施形態 7]

実施形態 7 について、図 45 から図 47 を参照して説明する。なお、前記実施形態と同一部分には同一の符号を付してその説明を省略する。

【0076】

この実施形態は、主にビル火災などの高層ビル災害に際して、機体を建物に接近させた状態で安定させるものである。

【0077】

すなわち、機体 1 の下面に設けられた脚部 40 を機体 1 の下方及び側面方向のいずれの方向にも延出可能に保持し、脚部 40 の先端に設けた車輪 18 をビルなどの垂直壁面 22 に接触させ、押し当てつつ昇降することができる。

【0078】

脚部 40 は合計 4 組設けられており、図 45 に示すように機体 1 の下面に緩衝装置付き脚 73 を軸 70 で保持するとともに、この緩衝装置付き脚 73 と機体 1 とを油圧オレオ 71 とロッド 72 とで連結し、矢示 S のようにほぼ 90 度の角度

で屈曲可能とする。緩衝装置付き脚 73 の先端には実施形態 6 で説明した車輪 18 が取り付けられており、緩衝装置付き脚 73 を水平位置にした場合、機体 1 から突出してビルなどの垂直壁面 22 に押し当てることができるようになっている。

【0079】

なお、油圧オレオ 71 の駆動源としては油圧の他、高圧ガスや電気等も使用できるのは勿論である。また、脚部 40 及び機体 1 の周囲には接近センサ 13b が設けられており、垂直壁面 22 までの距離が正確に計測できるようになっている。

【0080】

以上のような構成では、ホバリングでは不可能な距離まで建造物等に近づき、図 46 に示すように垂直壁面 22 に沿って昇降可能となり、確実に安定した状態で建造物の壁面に沿って昇降することができる。したがって、特に、火災等の災害現場での救出活動を容易に行うことができる。

【0081】

図 47 は機体の前後に垂直壁面 22 が存在する場合を示し、前後の脚部 40 を水平に延ばすことでさらに安定した飛行状態の保持が可能となる。この場合は車輪 18 を回転させることで推進機 2 の負担を大幅に軽減できる効果も期待できる。

【0082】

このように、車輪を機体側面側に突出可能とすれば、建物の近くでホバリングするような場合でも極めて安定した飛行が可能となる。

【0083】

【発明の効果】

本発明によれば、体重移動せずに機体の姿勢を制御できるので機体の操縦性や姿勢安定性に優れた飛翔装置が提供される。また、エアバッグを装着したものは事故の衝撃から操縦者を保護することができる。

【0084】

さらに、操縦者に強い風が当たることがなく操縦時の疲労やストレスを軽減す

ることができる。

【図面の簡単な説明】

【図 1】 垂直離着陸装置の第 1 実施形態を示す断面図である。

【図 2】 垂直離着陸装置のシャッター部分を示す部分的な平面図である。

【図 3】 垂直離着陸装置に操縦者が搭乗した状態を示す斜視図である。

【図 4】 垂直離着陸装置の推進方式のうちマルチファン方式を示す斜視図である。

【図 5】 垂直離着陸装置の推進方式のうち二重反転ファン方式を示す斜視図である。

【図 6】 垂直離着陸装置の推進方式のうちジンバルファン方式を示す斜視図である。

【図 7】 垂直離着陸装置の前進時の状態を示す斜視図である。

【図 8】 垂直離着陸装置の前進時の状態を示す底面図である。

【図 9】 垂直離着陸装置の後退時の状態を示す斜視図である。

【図 10】 垂直離着陸装置の後退時の状態を示す底面図である。

【図 11】 垂直離着陸装置の右方向移動時の状態を示す斜視図である。

【図 12】 垂直離着陸装置の右方向移動時の状態を示す底面図である。

【図 13】 垂直離着陸装置の左方向移動時の状態を示す斜視図である。

【図 14】 垂直離着陸装置の左方向移動時の状態を示す底面図である。

【図 15】 第 1 実施形態である垂直離着陸装置のブロック図である。

【図 16】 垂直離着陸装置の第 2 実施形態を示す断面図である。

【図 17】 前方に傾斜した状態を示す側面図である。

【図 18】 水平状態を維持した状態を示す側面図である。

【図 19】 後方に傾斜した状態を示す側面図である。

【図 20】 右方向に傾斜した状態を示す正面図である。

【図 21】 水平状態を維持した状態を示す正面図である。

【図 22】 左方向に傾斜した状態を示す正面図である。

【図 23】 垂直離着陸装置のプレートが水平に維持された状態を示す側面図である。

【図 2 4】 垂直離着陸装置のプレートが左方向に傾斜した状態を示す側面図である。

【図 2 5】 垂直離着陸装置が右回転する状態を示す斜視図である。

【図 2 6】 垂直離着陸装置のプレートが水平に維持された状態を示す側面図である。

【図 2 7】 垂直離着陸装置のプレートが右方向に傾斜した状態を示す側面図である。

【図 2 8】 垂直離着陸装置が左回転する状態を示す斜視図である。

【図 2 9】 本発明の第 3 実施形態としての垂直離着陸装置を示す断面図である。

【図 3 0】 エアバッグが保護リング内に収納された状態を示す平面図である。

【図 3 1】 エアバッグが保護リング内に収納された状態を示す断面図である。

【図 3 2】 エアバッグが膨張した状態を示す平面図である。

【図 3 3】 エアバッグが膨張した状態を示す断面図である。

【図 3 4】 第 3 実施形態の垂直離着陸装置の効果を説明するための側面図である。

【図 3 5】 燃料タンクの可変支持部の構造を示す図である。

【図 3 6】 燃料タンクの可変支持部が伸張した状態を示す図である。

【図 3 7】 燃料タンクの可変支持部が伸縮した状態を示す断面図である。

【図 3 8】 燃料タンクの可変支持部の全体構造を示す概略図である。

【図 3 9】 燃料タンクが水平に維持されている状態を示す図である。

【図 4 0】 燃料タンクが傾斜している状態を示す図である。

【図 4 1】 第 5 実施形態としての垂直離着陸装置を示す図である。

【図 4 2】 タービンの要部を示す斜視図である。

【図 4 3】 タービンの全体を示す斜視図である。

【図 4 4】 車輪部分を示す斜視図である。

【図 4 5】 第 6 実施形態としての垂直離着陸装置を示す断面図である。

【図 4 6】 垂直離着陸装置の壁面走行の例を示す側面図である。

【図 4 7】 垂直離着陸装置の壁面走行の他の例を示す側面図である。

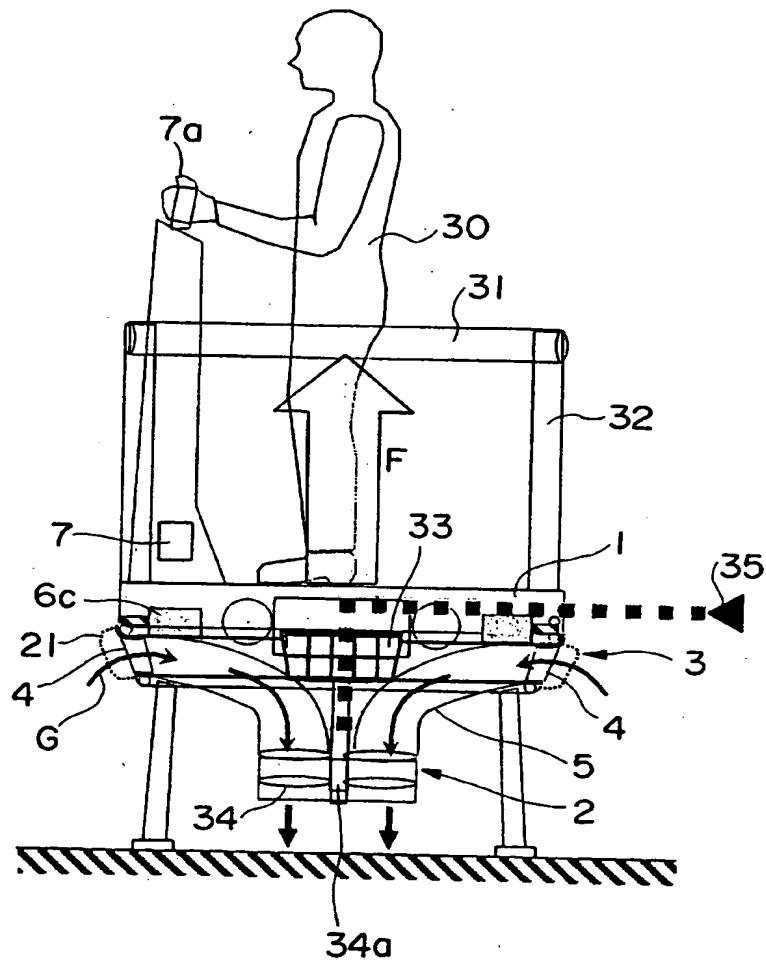
【符号の説明】

- 1 機体
- 2 推進機
- 3 側壁面
- 4 空気吸入口
- 5 ダクト部
- 6 シャッター部
- 7 制御部
- 8 プレート
- 9 支持部
- 10 アクチュエータ
- 11 収納体
- 12 エアバッグ
- 13 加速度センサ
- 14 ガス発生器
- 15 着陸用エアバッグ
- 16 燃料タンク
- 17 可変支持部
- 18 車輪
- 19 タービン
- 20 ガス分配装置
- 21 網体
- 22 垂直壁面

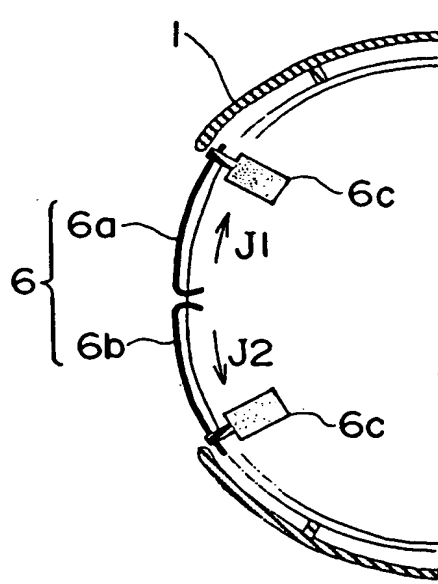
【書類名】

図面

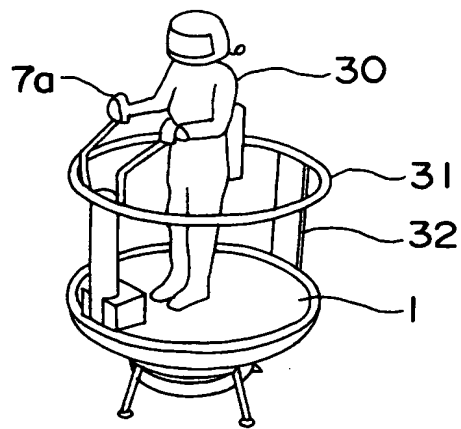
【図 1】



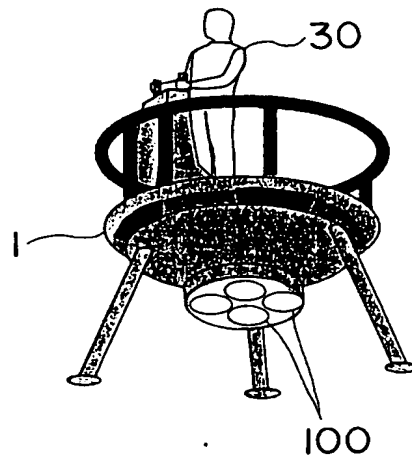
【図 2】



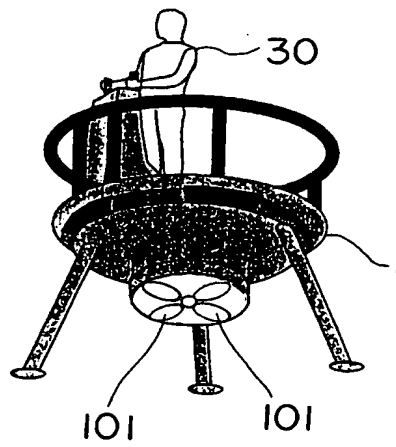
【図 3】



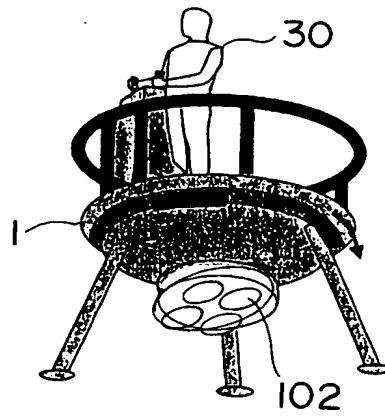
【図 4】



【図 5】

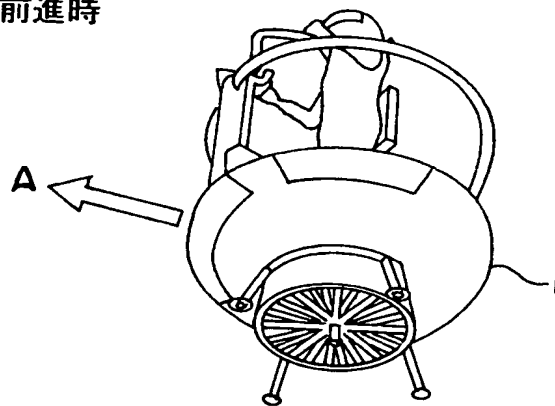


【図 6】

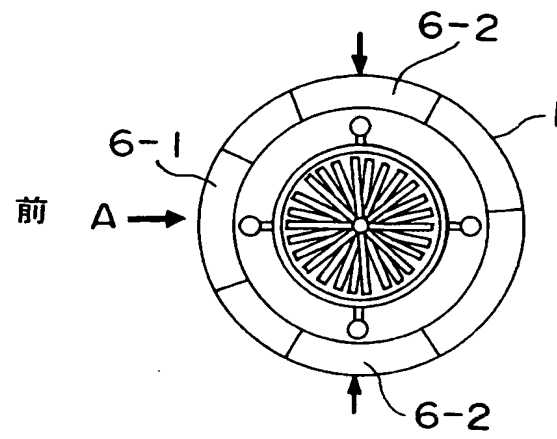


【図 7】

前進時

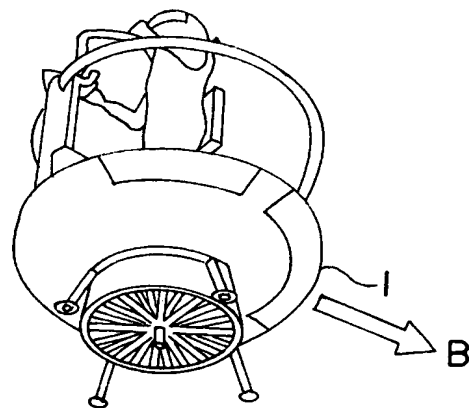


【図 8】

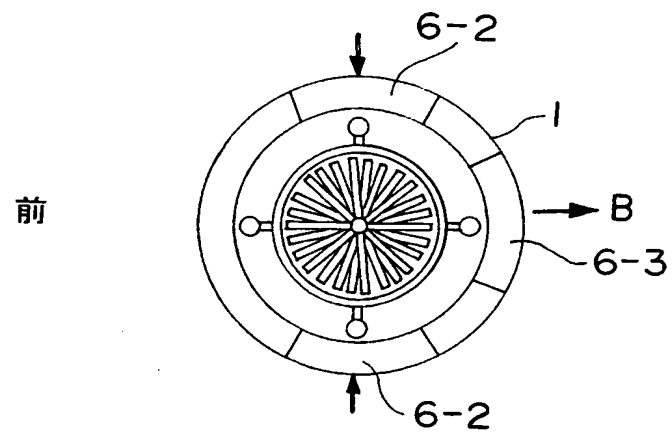


【図 9】

後退時

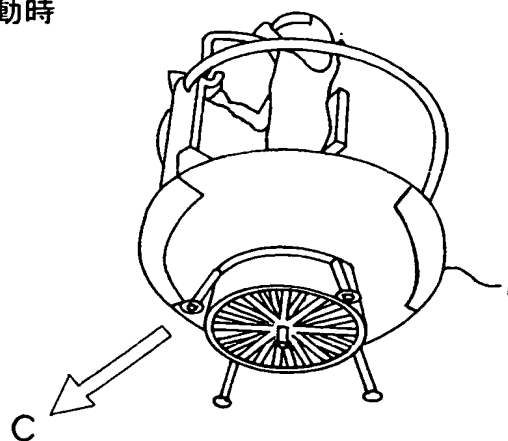


【図 10】



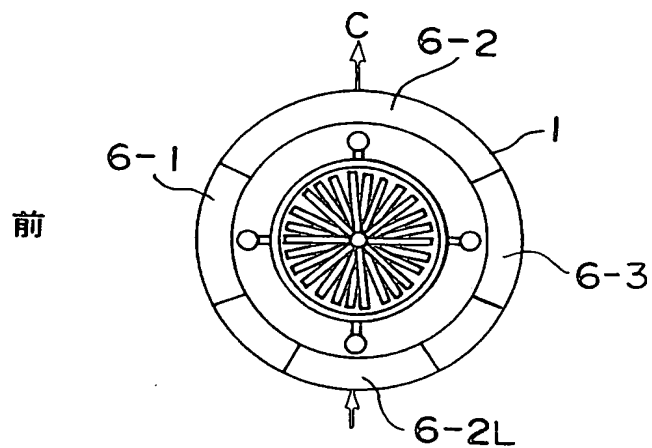
【図 11】

右移動時



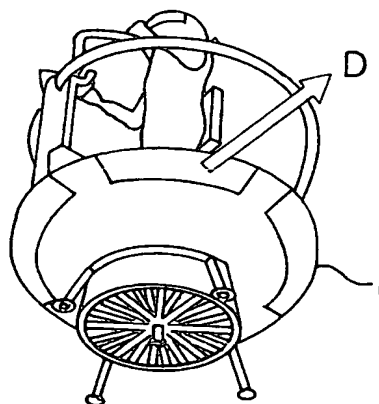


【図 12】

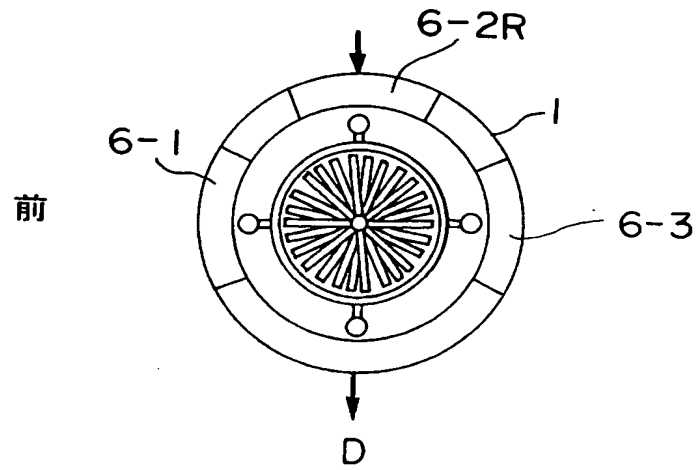


【図 13】

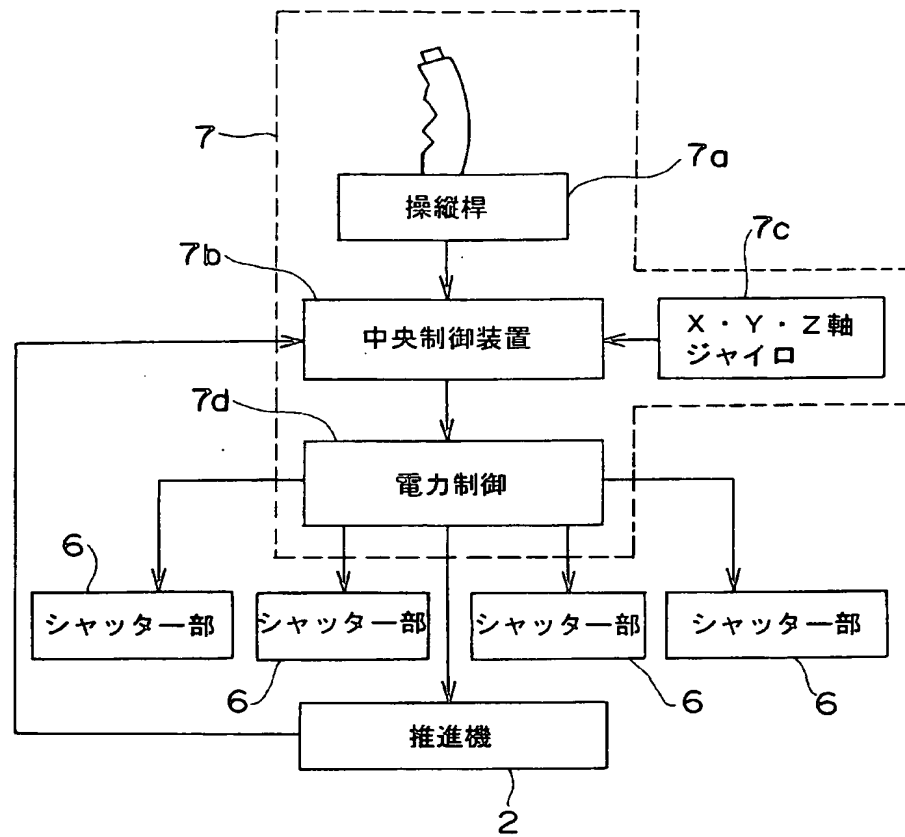
左移動時



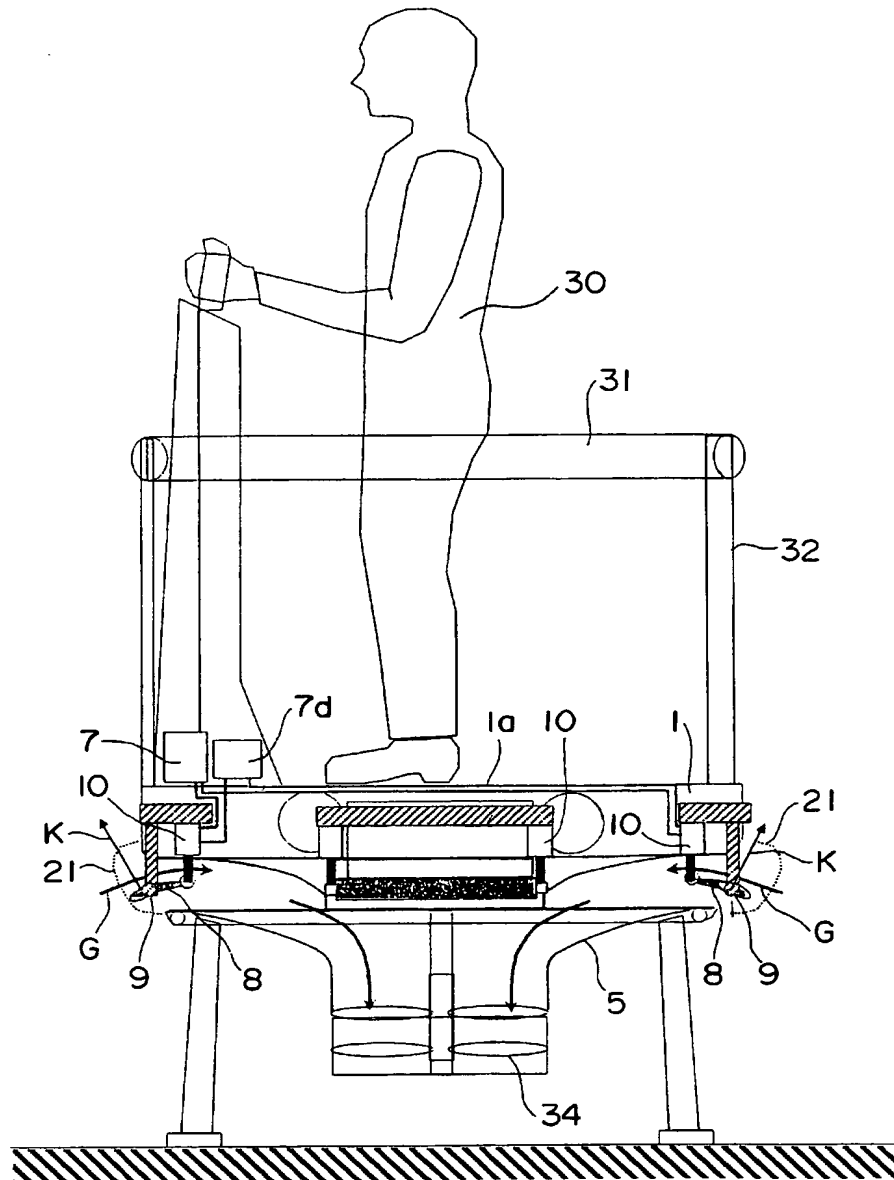
【図 14】



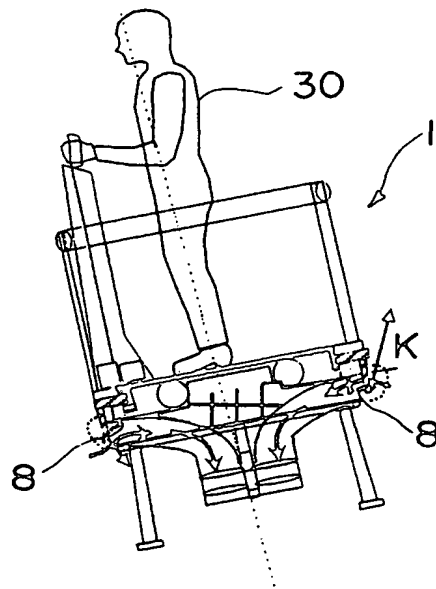
【図 15】



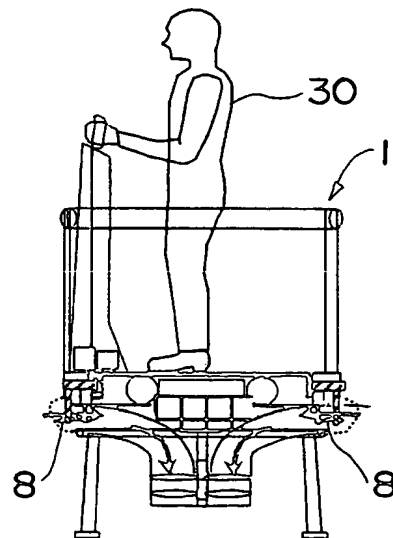
【図 16】



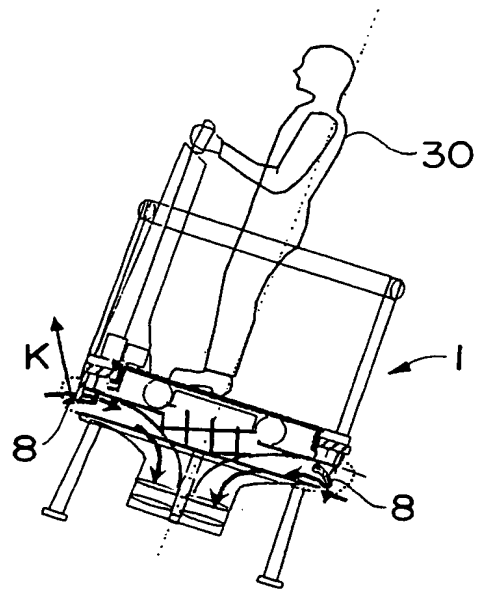
【図 17】



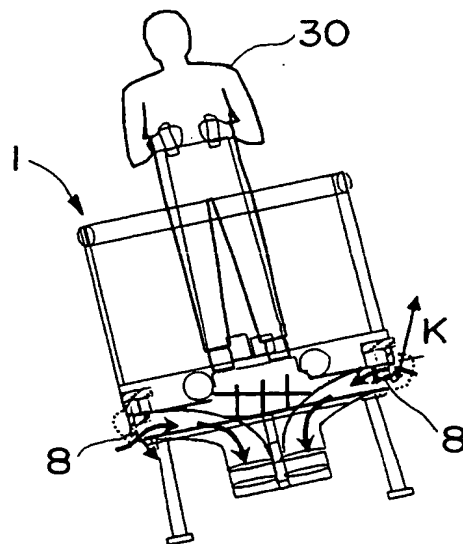
【図 18】



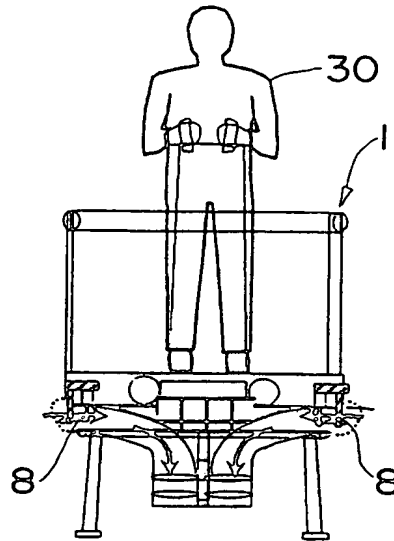
【図 19】



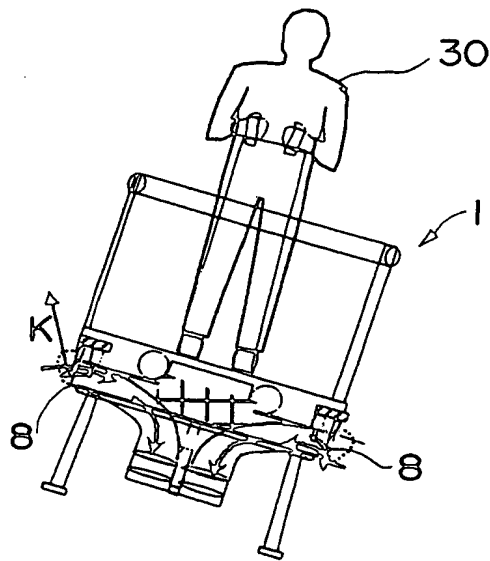
【図 20】



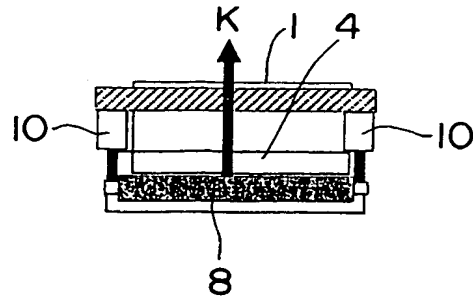
【図 21】



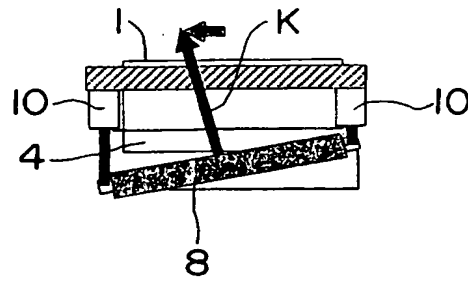
【図 22】



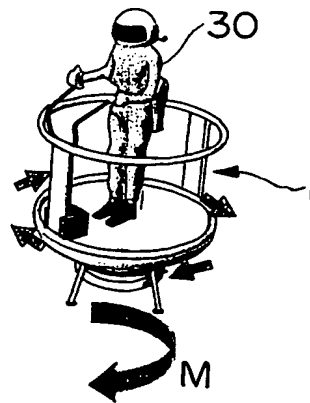
【図 23】



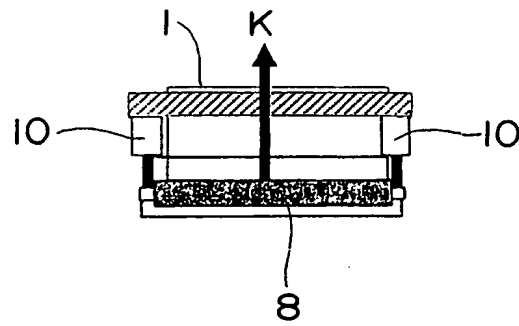
【図 24】



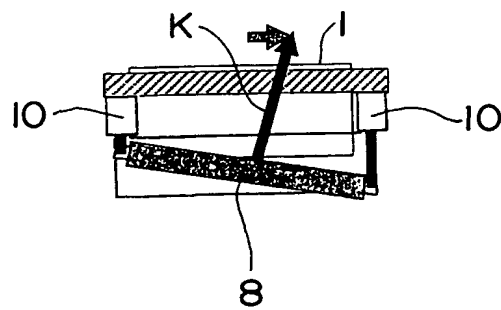
【図 25】



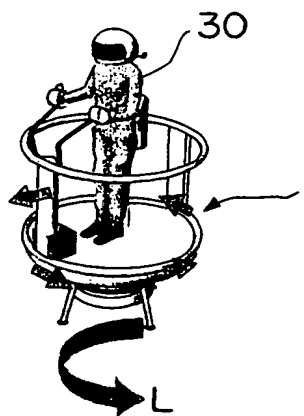
【図 26】



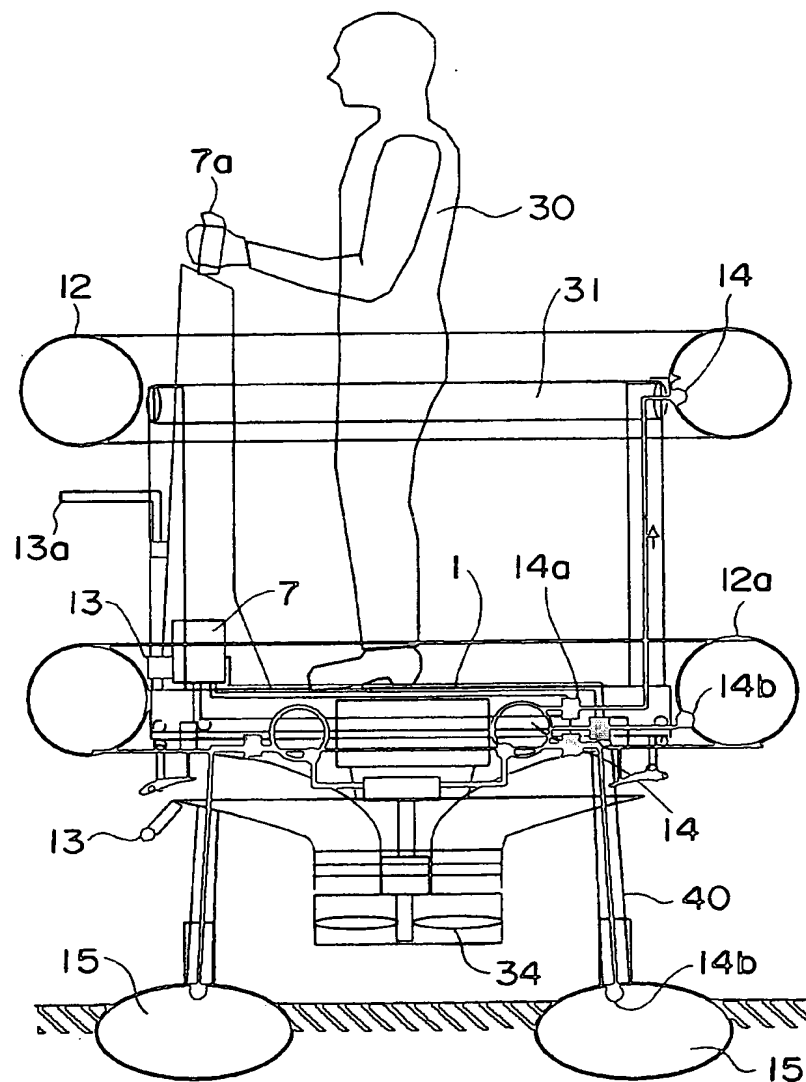
【図 27】



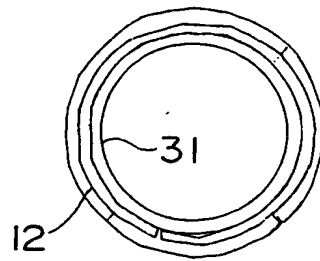
【図 28】



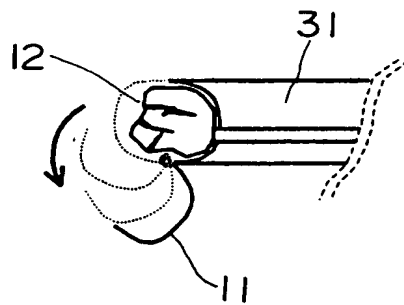
【図 29】



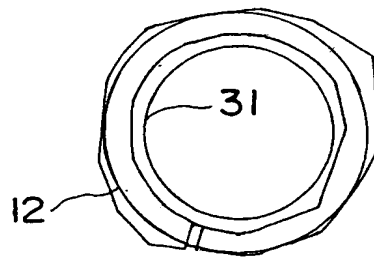
【図 30】



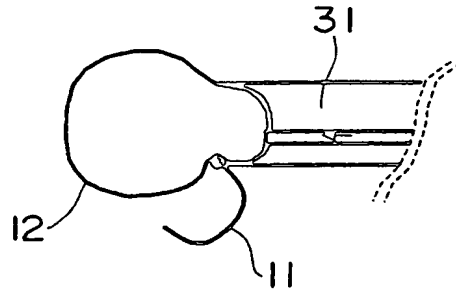
【図 31】



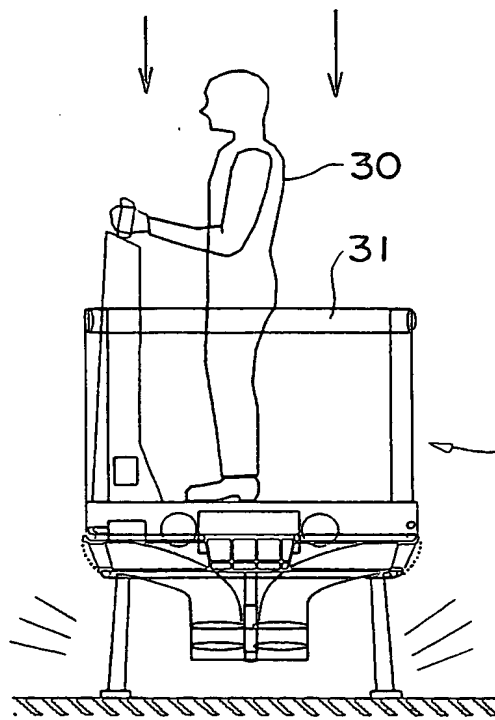
【図 32】



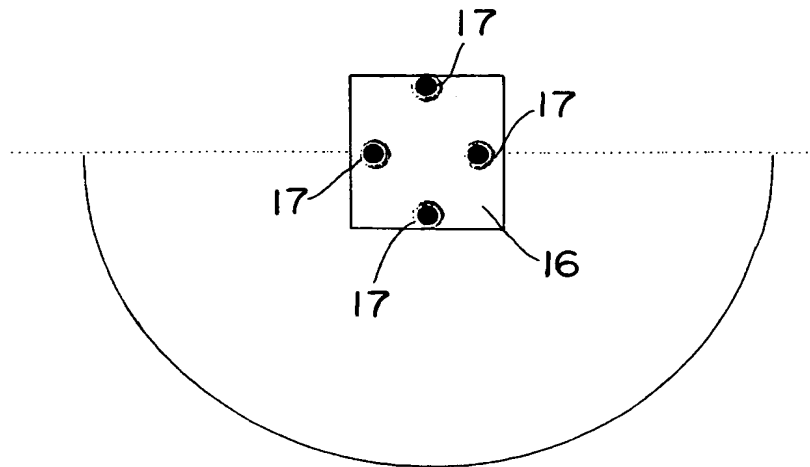
【図 33】



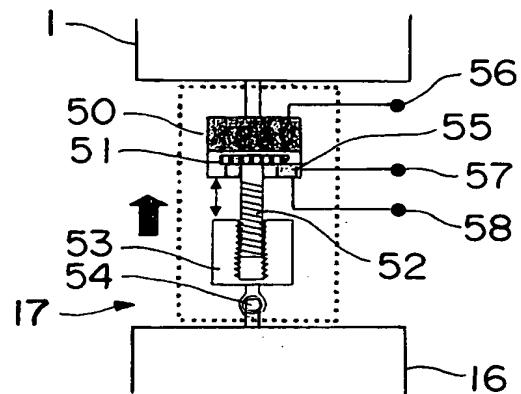
【図 34】



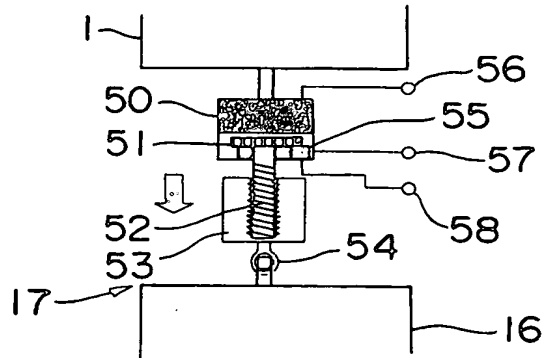
【図 35】



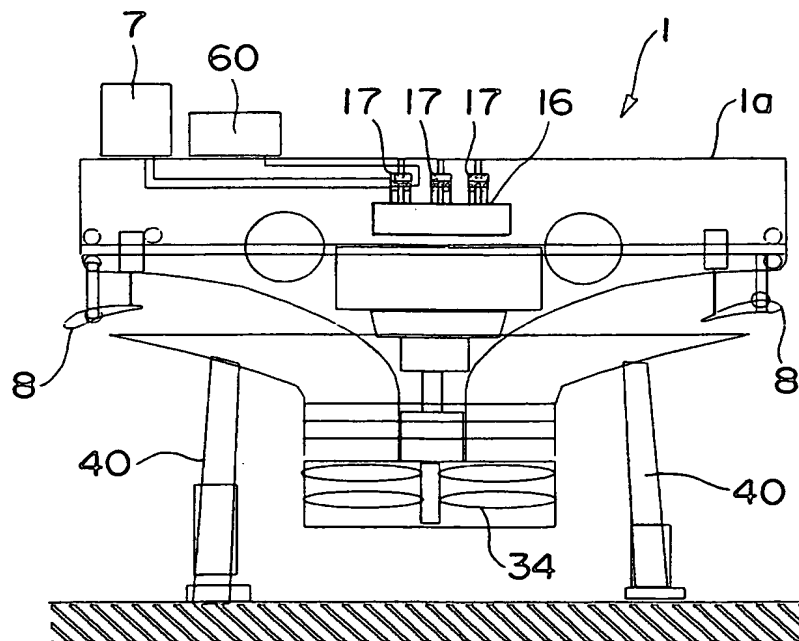
【図 36】



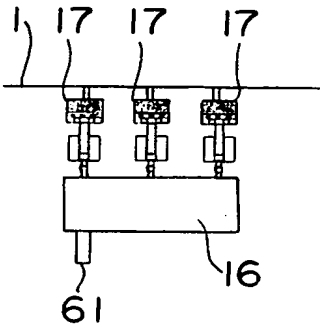
【図 37】



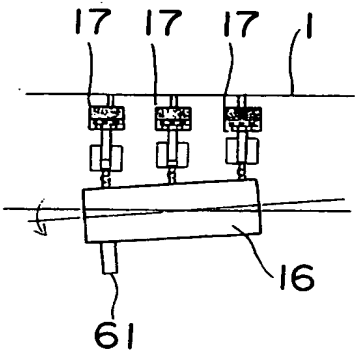
【図 38】



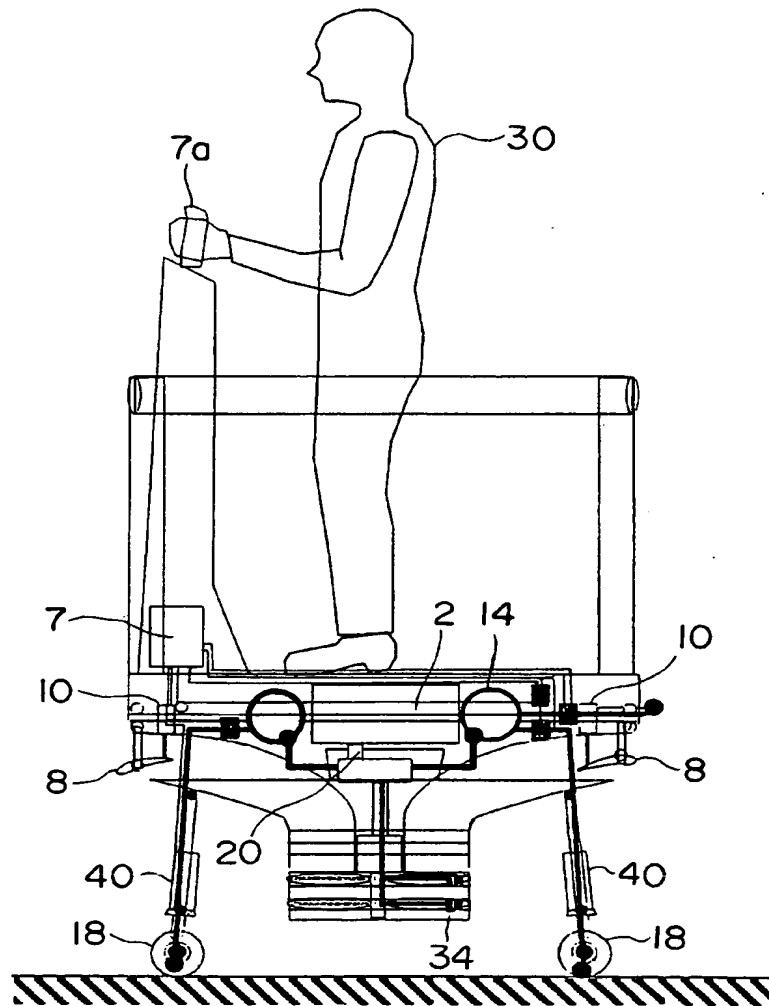
【図 39】



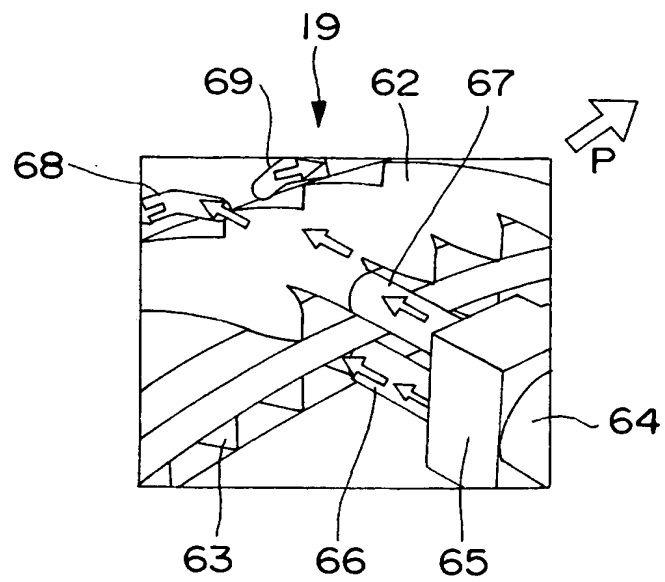
【図 40】



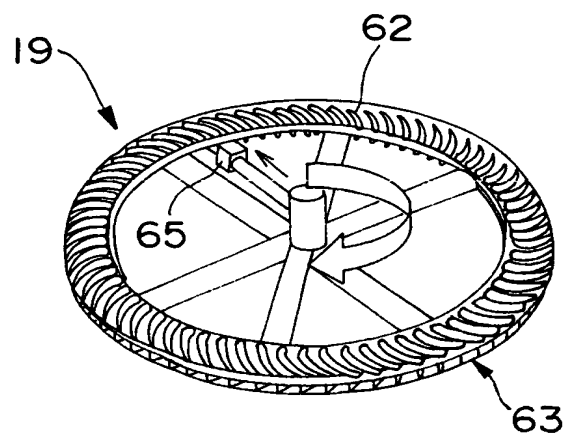
【図 41】



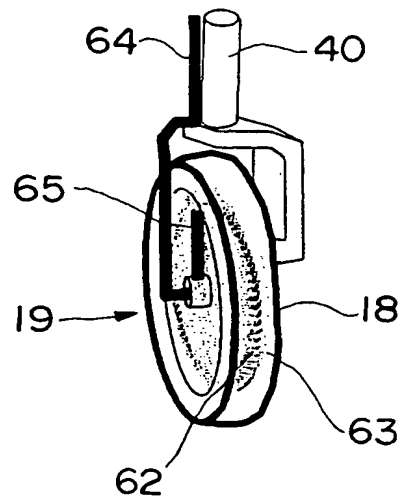
【図 4 2】



【図 4 3】

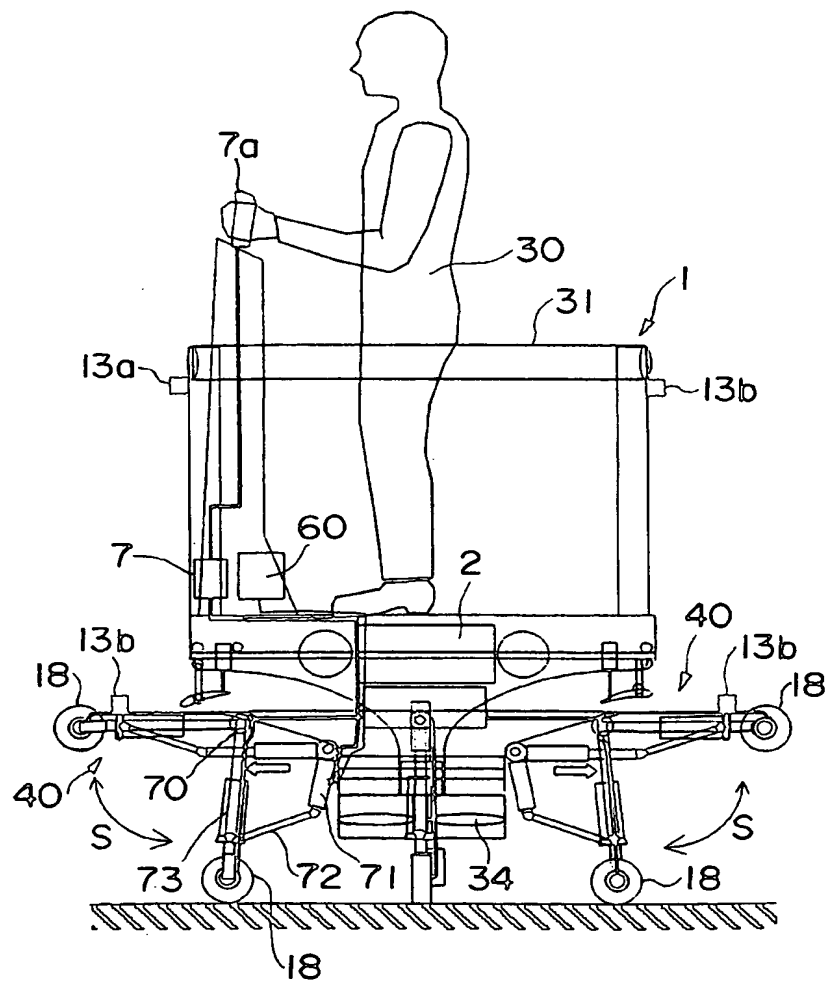


【図 44】

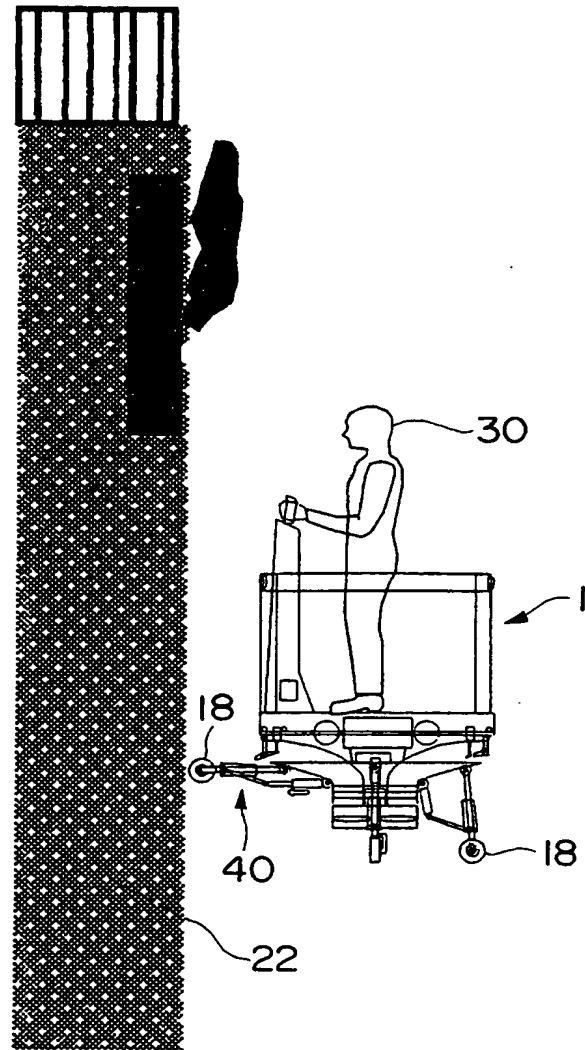




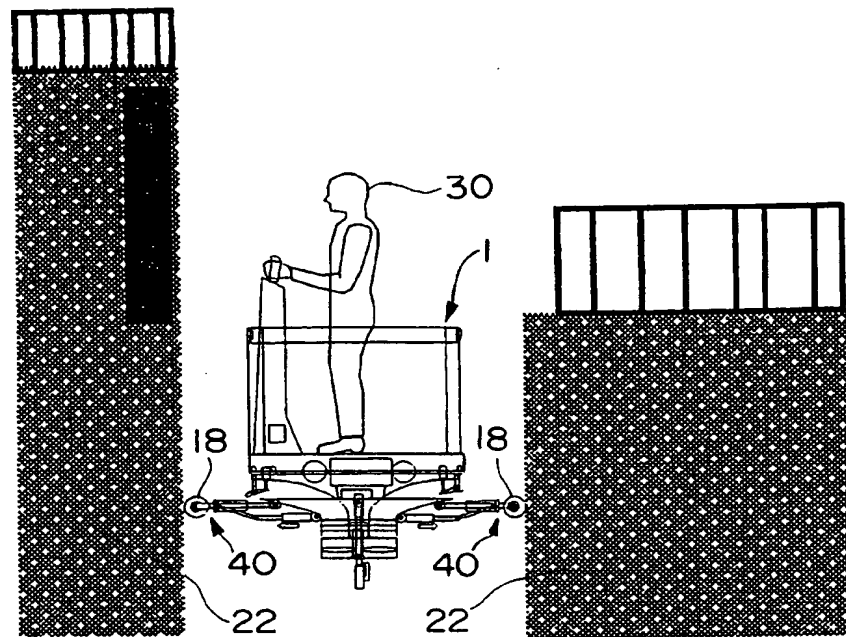
【図 4 5】



【図 46】



【図 47】



【書類名】 要約書**【要約】**

【課題】 機体の操縦性や姿勢安定性に優れ、着地時等の衝撃から操縦者を保護する機能を有し、建物の近くでホバリングするような場合に極めて安定した飛行が行える垂直離着陸装置を提供する。

【解決手段】

鉛直上方向に推力を発生する推進機 2 を有するとともに推進機 2 を囲む側壁面 3 を備えた機体 1 と、側壁面 3 に複数の等分割で設けられた空気吸入口 4 と、この空気吸入口 4 と推進機 2 を連結したダクト部 5 と、前記個々の空気吸入口 4 に設けられ流入する空気量を調整するシャッター部 6 と、これらシャッター部 6 の開度を調整する制御部 7 と、を備える。

操縦者が制御部 7 に指令を与えることにより任意の方向に機体 1 を移動させることができる。従来のような体重移動による機体の制御に比較して、より高速で姿勢を制御することができ、操縦安定性が改善される。

【選択図】 図 1

特願 2 0 0 3 - 0 9 9 5 4 0

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号

[0 0 0 0 0 3 2 0 7]

1. 変更年月日

1 9 9 0 年 8 月 2 7 日

[変更理由]

新規登録

住 所

愛知県豊田市トヨタ町1番地

氏 名

トヨタ自動車株式会社